

固液火箭发动机装药设计优化^{*}

曹泰岳, 师艳辉, 吴海波

(国防科技大学航天技术系, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 按两类不同的气化速率公式, 讨论了固液火箭发动机燃料装药优化设计的方法和程序, 并针对某 HTPB/LOX (或 GOX) 发动机, 给出了多孔装药在不同孔数的情形下某些参数随时间的变化以及另一些参数的总体值或平均值, 最后就燃料装药设计和配方设计给出了某些结论。

主题词: 混合推进剂火箭发动机; 推进剂药柱; 推进剂配方; 最优设计

中图分类号: V436 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2000) 01-0067-04

Optimization of grain design for hybrid rocket engine

Cao Taiyue, Shi Yanhui, Wu Haibo

(Dept. of Aerospace Technology., National Univ. of Defence Technology., Changsha 410073, China)

Abstract: The method and the procedure of design optimization for fuel grain of hybrid rocket engines were discussed using two different kinds of formula for fuel regression rate. With multi-port grain of some HTPB/LOX (or GOX) engine the variation of some parameters with time and other parameters were given for different numbers of port. Some conclusions were drawn on fuel grain design and fuel ingredient design.

Subject terms: Hybrid propellant rocket engines, propellant grain; Propellant formulation; Optimization design

1 引 言

固液火箭发动机燃烧过程中液/固组元流率比 $\varphi = q_{ox}/q_f$ 不断变化, 导致燃气热力参数及发动机性能参数变化。为保证固液发动机总体性能最优, 必须对固体燃料装药进行优化设计, 以保证组元流率比在整个工作过程中的平均值接近其最佳值。在装药设计中, 工程上常采用两类固体燃料气化速率公式, 一是气化速率 r 仅与主流密流 ($G_{ox} = q_{ox}/A_p$, 其中 A_p 为装药通道横截面积) 有关^[1], 另一是 r 与总密流 ($G = (q_{ox} + q_f)/A_p$) 有关^[2,3]。在迭代确定装药肉厚时, 这两类公式有一定的差别。本文按讨论燃料装药优化设计的方法和程序, 并针对某 HTPB/LOX (或 GOX) 发动机给出多孔装药在不同孔数的情形下某些参数随时间的变化以及另一些参数的总体值或平均值, 最后就燃料装药设计和配方设计给出结论。

2 装药优化设计方法和程序

经典循环固液发动机如图 1 所示, 本文仅考虑无

补燃即无旁通液路的情形^[4]。因固体燃料气化率很低且强烈依赖于装药几何形状, 故对燃料容积装填和发动机应用提出诸多约束^[5]。为提供必要的燃料流率, 同时也为了保证必要的燃料装填分数 η , 通常采用孔数较大的多孔形装药, 其几何参数如图 2 所示。

由于固体燃料气化速率 r 随装药通道扩大而减小, 因此, 即使是在液体氧化剂流率 q_{ox} 恒定时, 瞬时室压与推力实际上仍是变化的。装药设计优化的目标就是在满足装药外径和总冲量要求以及推力与室压的平均值等于其额定值的前提下使液/固组元流率比 φ 最优。

由于燃料气化速率与装药通道横截面积有关, 因此, 在燃烧模拟时, 为满足工作结束瞬间气化表面刚好扩展到装药外表面的要求, 装药肉厚 W 不能随意给定, 而必须通过迭代才能确定。如果燃料气化速率还与总密流有关, 则在燃烧模拟和肉厚迭代时尚须预先给出装药长度 L_p 的初值, 仅当迭代到液/固组元流率比接近最优时方可确定药长。因此, 求解程序由燃

* 收稿日期: 1999-02-05; 修订日期: 1999-06-28。

作者简介: 曹泰岳 (1941-), 男, 国防科技大学教授, 从事火箭发动机工作过程研究。

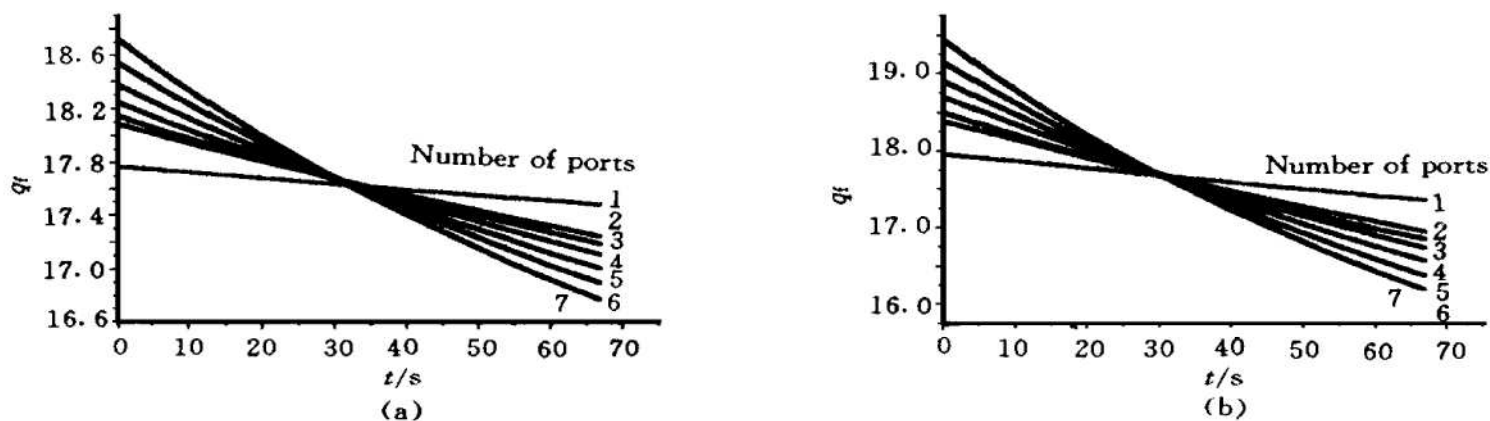


Fig. 4 Variation of fuel mass flowrate during burning

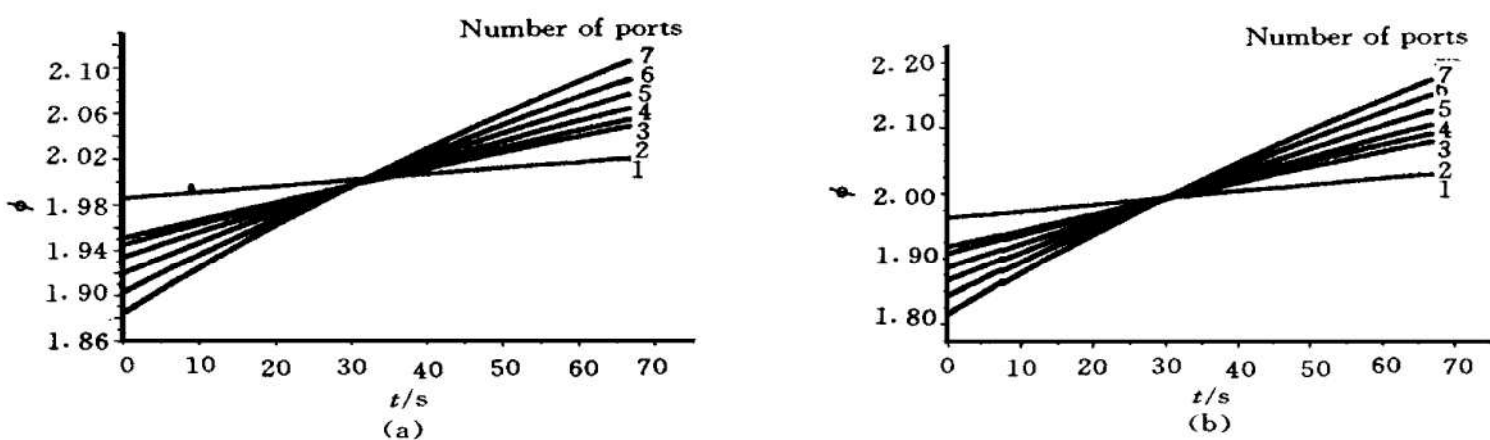
(a) With rate r given by formula (4)(b) With rate r given formula (5)

Fig. 5 Variation of liquid/solid component mass flowrate ratio during burning

(a) With rate r given by formula (4)(b) With rate r given by formula (5)

Table 1 Several overall or average parameters of HTPB/LOX (or GOX) hybrid rocket engine with multi-port grain (with fuel regression rate given by formula (4))

n	W/mm	L_p/m	$r/(\text{mm/s})$	$\eta/\%$	$\eta_k/\%$	V_E/m^3
1	24.5	14.6	0.368	8.7	0.0	16.0
2	25.0	8.9	0.376	14.4	0.4	10.5
3	25.3	7.4	0.380	17.2	0.6	9.1
4	25.6	6.4	0.384	19.9	0.9	8.2
5	25.9	5.6	0.389	22.7	1.4	7.4
6	26.2	5.0	0.394	25.4	2.0	6.8
7	26.6	4.5	0.399	28.1	2.6	6.4

Table 2 Several overall or average parameters of HTPB/LOX (or GOX) hybrid rocket engine with multi-port grain (with fuel regression rate given by formula (5))

n	W/mm	L_p/m	$r/(\text{mm/s})$	$\eta/\%$	$\eta_k/\%$	V_E/m^3
1	21.5	16.6	0.323	7.7	0.0	17.8
2	22.1	10.0	0.332	12.7	0.4	11.6
3	22.3	8.4	0.335	15.2	0.5	10.0
4	22.5	7.2	0.339	17.7	0.8	8.9
5	22.8	6.3	0.343	20.2	1.2	8.1
6	23.3	5.6	0.348	22.8	1.7	7.4
7	23.6	5.1	0.353	25.3	2.3	6.9

表 1 和表 2 给出定性上完全相同的结果,但数量上有某些差别。随着孔数的减小,除残药系数有所改善以及因肉厚较小而使比冲等理论性能的变化幅度较小、从而使其平均值稍高外,其它总体或平均参数均朝着不利的方向变化,有些结果(如药长和总有效容积)甚至很难接受。因此,在选择孔数时,必须对各数量方面的利弊进行权衡。

本文给出的结果与文献[2]一致,但数量上有很大差别,并有可能导致有关装药设计方案可行性的完全不同的结论。原因在于:文献[2]引用的燃料气化速率公式导致较高的气化速率,因而装药肉厚较大、药长较短、燃料装填分数较大、总有效容积较小,从而使得其中个别方案勉强可以接受;相反,本文引用的燃料气化速率公式(式 4 和 5)导致很低的气化速率,因而装药肉厚很小、药长很长、燃料装填分数很小、总有效容积很大,从而使得其中所有方案均无法接受。那么,究竟哪一个公式较为合理一些呢?试考察最简单的情形,即孔数 $n=1$ 、时间 $t=t_b$, 此时装药通道面积 $A_p=0.950\text{ m}^2$, 氧化剂质量流率 $q_{ox}=35.4\text{ kg/s}$, 故氧化剂密流 $G_{ox}=3.726\text{ g}/(\text{cm}^2\cdot\text{s})$ 。对于这一密流值,根据文献[3, 6, 7],若对推进剂不采取特殊措施,则 HTPB/LOX (或 GOX) 的气化率决不可能具有如文献[2]给出的高达 0.6 mm/s 的量值。目前,有不少学者^[5, 6, 9]正在从事固液发动机燃烧机理的研究,旨在研究高气化率和对装药几何(横流条件)不敏感的燃料,以尽可能解除对燃料容积装填及发动机应用的约束。为了仍有可能保持较高的燃烧效率,可采取的措施包括:燃料中加入铝粒与碳粒的混合物,采用含氟的氧化剂,等等。

4 结 论

(1) 当燃料气化速率足够高且对装药几何(横流

条件)不甚敏感时,选择适当的孔数可在燃料装填容积与发动机性能之间寻求某种平衡,即在性能牺牲较小的前提下保持较高的燃料装填分数和较短的药长。

(2) 有必要研制出气化率较高、对装药几何(横流条件)不敏感、且不致使燃烧效率过度降低的燃料。

(3) 有必要开展簇式推力室的研究。

参 考 文 献

- 1 Sutton G P. Rocket propulsion elements [M]. 6th Edition New York Chichester, Brisbane, Toronto, Singapore: John Wiley & Sons, 1992.
- 2 Yakar A B, et al. Hybrid engine design and analysis [R]. AIAA 93-2548.
- 3 Estey P, et al. An evaluation of scaling effects for hybrid rocket motors [R]. AIAA 91-2517.
- 4 伏尔科夫··. 组合型火箭发动机 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1976.
- 5 Strand L D, et al. Hybrid rocket fuel combustion and regression rate study [R]. AIAA 92-3302.
- 6 Shanks R B. et al. The design and control of a lab scale hybrid rocket facility for spectroscopy studies [R]. AIAA 94-3016.
- 7 Lewin A W, et al. Experimental determination of performance parameters for a polybutadiene/oxygen hybrid rocket [R]. AIAA 92-3590.
- 8 Jianwen Y, et al. Hybrid combustion with metallized fuels [R]. AIAA 93-2416.
- 9 Lips H R. Experimental investigation on hybrid rocket engines using highly aluminized fuels [J]. J Spacecraft, 1977, 14 (9).

(责任编辑: 龚士杰)